DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
DIRECCION DE SEGURIDAD DE VUELO
DEPTO. INVESTIGACION DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE AVIACION

10

CARPETA Nº 22/82

INFORME FINAL SOBRE ACCIDENTE DE AVIACION

LUGAR : AERODROMO LA FLORIDA; LA SERENA, CHILE

FECHA : 09 DICIEMBRE 1982

AVION : FAIRCHILD - F 27 J [redacted]

PROPIETARIO : AERONOR CHILE LTDA

INVESTIGACION FINALIZADA : 13 JUNIO 983

ACCIDENTE AVION FAIRCHILD F-27 MATRICULA [redacted] DE LA EMPRESA AERONOR CHILE., OCURRIDO EL 09 DE DICIEMBRE DE 1982 EN CIRCUNSTANCIAS QUE APROXIMABA PARA ATERRIZAR EN EL AERODROMO DE LA FLORIDA, EN LA SERENA-(CHILE)

El accidente, objeto del presente Informe Final, fue notificado desde La Serena, apenas ocurrido, a la Dirección General de Aeronáutica Civil, ya que ocurrió a la vista del controlador de tránsito aéreo del aeródromo, operado y administrado por esta Organización. El Informe fue preparado por un Grupo de Trabajo dependiente del Departamento de Prevención e Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación de la Dirección de Seguridad de Vuelo (Subdirección de Operaciones), organismos todos dependientes de la Dirección General de Aeronáutica Civil.

SINOPSIS

El 09 DIC 982 a las 13:27 GMT, el avión civil, chileno, matrícula [redacted], del tipo Fairchild F-27 J de propiedad de la Empresa Aeronor Chile Ltda. se accidentó a 1.000 metros de la pista de aterrizaje del aeródromo de La Florida en La Serena-Chile, en circunstancias que volaba en aproximación final para aterrizar. El avión impactó con el terreno, volando sólo con la potencia de un motor, en actitud de naríz arriba e incendiándose a consecuencia del impacto. Perecieron los cuatro tripulantes y los 42 pasajeros que viajaban a bordo.

Las condiciones meteorológicas existentes en el momento del accidente, posibilitaban el vuelo en contacto visual con el terreno, sin impedimentos de visibilidad horizontal como tampoco de visibilidad vertical.

El Grupo de Trabajo designado para investigar el accidente, determinó que la causa probable del accidente fue " planeamiento inadecuado durante el vuelo ", por parte del piloto al mando, al ocurrir en la aproximación final para aterrizar la pérdida de potencia en una de las turbinas de la aeronave y no coordinar con su copiloto la adopción de las medidas apropiadas para resolver la crítica situación que se creó en el avión que volaba a corta distancia de la pista, en configuración de aterrizaje.

DEFINICION:

" Planeamiento inadecuado en vuelo "

Se refiere según la OACI, entre otros, a la no aplicación de procedimientos de operación para resolver problemas que surgen durante el vuelo.

1.- INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

1.1.- Reseña sobre el vuelo

El 09 de Diciembre de 1982 el avión Fairchild F-27 matrícula [redacted] de propiedad de la Empresa Aeronor Chile Ltda., despegó a las 12:06 GMT, de día, desde el aeropuerto Los Cerrillos en Santiago de Chile para cumplir un vuelo de itinerario, designado con el número 304. El plan de vuelo fue autorizado de acuerdo a las Reglas de Vuelo Visual (VFR) con destino al aeródromo La Florida en La Serena, ubicado a 200 millas náuticas al norte del punto de despegue, para continuar posteriormente a los aeródromos de Copiapó y Antofagasta. El avión llevaba en sus estanques suficiente combustible para 05:30 horas de vuelo, que le permitían cubrir la ruta planificada.

El despegue se efectuó normalmente, utilizando para ello la pista 03. El vuelo se proyectó a nivel 145 y durante la ruta la tripulación mantuvo comunicaciones normales con los servicios de tránsito aéreo y con la central de comunicaciones de la Empresa, notificando que arribaría a su destino a las 13:26 GMT, hora estimada que coincidió con la hora a la que hubiera aterrizado la aeronave.

Las condiciones meteorológicas existentes en la ruta permitieron establecer que el vuelo 304 voló sobre el tope siendo afectado por una componente de viento de frente que retardó la hora estimada de arribo, previamente calculada.

Las condiciones meteorológicas existentes en el aeródromo terminal eran, cubierto con 8/8 de estratos cúmulos, capa de nubes que en el área que el avión efectuó la aproximación por instrumentos, permitía volar libre de nubes a 500 metros de altura. La visibilidad horizontal era de 9 kilómetros, reducida por bruma.

El vuelo 304 efectuó una aproximación por instrumentos en forma normal, y a las 13:21 GMT notificó que volaba en condiciones meteorológicas visuales a la cuadra de la cuidad de Coquimbo. En ese punto solicitó autorización para aproximar directo a la pista 11 del aeródromo La Florida, siendo autorizado por la torre de control para hacerlo. El viento de superficie era de los 270 grados con 6 nudos de intensidad, condición de viento de cola, que para aterrizar no presentaba dificultad.

Durante la aproximación final el avión fue visto por testigos oculares volando en configuración de aterrizaje, lo que fue confirmado por la llamada del avión que reportó en aproximación final.

Aproximadamente 30 a 40 segundos antes de aterrizar, el operador de la torre de control y otros testigos oculares estacionados en el sector, declararon que el avión que volaba una trayectoria normal de aproximación para aterrizar, perfectamente orientada con la pista, bajaba el ala izquierda e iniciaba un descenso pronunciado, perdiendo altura y estrellándose con la superficie del terreno, que en el

sector tiene una elevación de 60 a 100 piés sobre el nivel del mar. Antes de impactar el terreno, el avión fue visto en una actitud de naríz arriba, haciendo contacto primeramente con el plano fijo horizontal de cola y posteriormente con el ala izquierda. En el momento del accidente el avión volaba con el tren de aterrizaje y los flaps de ala totalmente retractados. Las coordenadas geográficas del lugar del accidente son : Latitud 29º 54 Sur Longitud 71º 11 Weste, punto geográfico que está ubicado a 1000 metros al oeste del umbral de la pista 11, desviado 400 metros hacia el norte de la trayectoria de aproximación.

1.2.- Lesiones a personas

LESIONES	TRIPULACION	PASAJEROS	OTROS
Mortales	4	42	-
Graves	-	-	-
Leves/ilesos	-	-	-

1.3.- Daños al avión

El Fairchild F-27 matrícula [redacted] quedó totalmente destruído a consecuencias del incendio que se produjo a raíz del impacto contra la superficie del terreno.

1.4.- Otros daños

No existieron daños a otros objetos en tierra, ni daños a la propiedad, ya que el avión cayó

en un sitio agrícola sin cultivos específicos.

1.5.- Información del personal

El piloto al mando y el copiloto eran funcionarios de la Empresa Aeronor Chile Ltda. y tenían, cada uno vigentes sus licencias de pilotos de avión, documento que incluye la calificación sicofisiológica. Estaban habilitados para volar el material Fairchild F-27. Su entrenamiento en este material, en los últimos 30, 60 y 90 días se detalla en el Apéndice "A", y era adecuado para, en el cumplimiento de sus funciones específicas de a bordo, realizar este vuelo. También ambos pilotos estaban calificados para operar de acuerdo a las Reglas de Vuelo por Instrumentos (IFR).

Las dos auxiliares de vuelo estaban con su licencia vigente y calificadas sicofisiologicamente para desempeñarse como tales. En el apéndice "A" se incluye esta información.

El piloto al mando, adicionalmente al cumplimiento de sus deberes como piloto de la Empresa Aeronor Chile Ltda., era [redacted]

Testigos que despacharon el avión, al despegar este desde el aeropuerto Los Cerrillos, declararon que no observaron nada fuera de lo normal en ninguno de los pilotos y que su comportamiento al recibir el avión para cumplir el vuelo, fue el habitual.

1.6.- Información del avión

1.6.1.- General

El avión Fairchild F-27J, número de serie 63 había sido fabricado el año 1959 en los E.E.U.U. de Norteamérica y el Estado de Chile le había asignado la matrícula CC-CJE, siendo destinado por la Empresa Aeronor Chile Ltda. al transporte de pasajeros. Tenía Certificado tipo FAA, 7A1 del 13 NOV 957 con Rev. Nº 19 del 01 OCT 974. El avión había acumulado 47.357 horas totales de operación.

El Certificado de Aeronavegabilidad estaba vigente hasta el 30 ABR 984.

1.6.2.- De los motores

Marca y Modelo	: Rolls Royce DART 532-7
Motor Nº 1	: N/S 16233, con 4679 horas desde el último overhaul, efectuado por Rolls Royce, en Escocia, en 1979.
Motor Nº 2	: N/S 13.889 con 5554 horas desde el último overhaul, efectuado por Rolls Royce, en CANADA , en 1971.

Tiempo autorizado para los motores entre overhaules (TBO): 7.200 horas.

1.6.3.- De las hélices

Marca y Modelo : Dowty Rotol, R193/4-30-4/50.

Hélice Motor Nº 1 : N/S 193/59/57,con 4700 horas desde overhaul.

Hélice Motor Nº 2 : N/S 193/59/41,con 3290 horas desde overhaul.

Tiempo autorizado para las hélices, entre overhaules (TBO): 5000 horas.

1.6.4.- Antecedentes del cumplimiento del programa de mantenimiento

El programa de mantenimiento de los aviones F-27J de la Empresa Aeronor, se cumple en un ciclo de 1.200 horas con revisiones cada 50 horas. La última revisión de 50 horas se cumplió el 27 NOV 982, a las 450 horas del ciclo de 1.200 horas, cuando la aeronave tenía 47.316 horas.correspondiendo la próxima, efectuarla a los 47.362 horas.

Los antecedentes de mantenimiento de la aeronave se encontraban al día, siendo la última cartilla de novedades registradas, la Nº 0002 del 07 DIC 982 y que correspondió al informe de vuelo Nº 3816 efectuado el 07 DIC 982. El último vuelo, anterior al accidente, el 08 DIC 982 no registra discrepancias.

El cumplimiento de Directivas de Aeronavegabilidad (AD) registrado en la Dirección General de Aeronáutica Civil correspondía al AD 82-03 de Marzo de 1982 cuando la aeronave fue presentada a Certificación.

1.6.5.- Peso y balanceamiento

Peso avión vacío	25.516 libras
2 pilotos	308 libras
2 auxiliares de vuelo	264 libras
1 botella nitrógeno	166 libras
equipaje tripulación	66 libras
containers	198 libras
bebidas	66 libras
Peso básico	26.584 libras
combustible	7.705 libras
agua metanol	157 libras
Peso operacional	34.446 libras
carga	6.822 libras
	41.268 libras

Por lo tanto el avión no excedió, al despegue, el Peso Máximo de Despegue, establecido en 42.000 libras. Si se considera que el peso de combustible gastado en el vuelo fue calculado en 1.845 libras, al aterrizar el avión debió tener un peso de aterrizaje de 39.423 libras, que tampoco sobrepasaba el Peso Máximo de Aterrizaje de 40.000 libras. En realidad el peso al momento del accidente debió ser menor aún, ya que el vuelo proyectado demoró aproximadamente 15 minutos mas de lo planificado.

La Cuerda Media Aerodinámica (MAC), tanto para el despegue como para aterrizar, se ubicaba en el 32%, quedando el Centro de Gravedad de la aeronave, dentro de los márgenes especificados en el Manual de Operaciones.

1.6.6.- Combustible

El avión despegó con 7.700 libras de combustible Jet A-1 suficiente para volar 05:30 y cubrir el vuelo proyectado, mas los requisitos de alternativa.

Se examinó analiticamente el combustible del mismo estanque del que se cargó combustible al avión accidentado, sin encontrarse contaminación, ni otra anormalidad. No quedó combustible para análisis, entre los restos del avión accidentado.

1.7.- Información meteorológica

1.7.1.- Ruta

La ruta que sobrevoló el vuelo 304, entre las 10:00 y las 11:00 GMT se encontraba cubierta con 8/8 de stratos cúmulos sobre la costa y parcialmente cubierto hacia el interior del territorio. A nivel 145, el avión voló sobre el tope de nubes y fue afectado por un viento que determinaba una componente de frente, que retardó el vuelo, en relación a la hora estimada de arribo en La Serena.

A las 12:00 GMT el aeródromo de La Florida se encontraba afectado por las siguientes condiciones meteorológicas: Viento calma, visibilidad 9 kilómetros reducida por bruma, cielo cubierto por estratos cúmulos cuya base estaba a 360 metros, la temperatura era de 15.8 grados centígrados, el punto de rocío 13.4 grados,

la presión al nivel de la pista de 1015.0 milibares y la húmedad relativa de 86%.

A las 13:00 GMT el aeródromo La Florida estaba afectado por las siguientes condiciones: Viento del Oeste con siete nudos, visibilidad 9 kilómetros reducida por bruma, cielo cubierto por estratos cúmulos con una base de nubes ubicada a 330 metros, temperatura ambiente 16.4 grados Centígrados, punto de rocío 13.7 grados Centígrados, presión al nivel de la pista 1015 milibares, húmedad relativa 84%.

Las condiciones meteorológicas existentes en el área terminal hicieron necesario que el avión efectuara una aproximación por instrumentos, directa desde la ruta que volaba.

A las 13:30 GMT, apenas ocurrido el accidente, se efectuó una medición meteorológica especial en que se determinaron las siguientes condiciones: Viento del Oeste con 7 nudos, visibilidad 9 kilómetros, cielo cubierto por estratos cúmulos con una base de nubes ubicada a 360 metros, temperatura ambiente 16.6 grados Centígrados, punto de rocío 13.4 grados Centígrados, presión al nivel de la pista 1015 milibares, húmedad relativa 82%.

1.8.- Ayudas a la navegación

El vuelo 304 operaba de acuerdo a las Reglas de Vuelo Visual (VFR), sin embargo previa autorización en el terminal Serena, utilizó las radioayudas que permiten aproximar por instrumentos al Aeródromo La Florida, destino de la

primera etapa del vuelo.

Dos son las radioayudas a la navegación que permiten aproximar al aeródromo La Serena de acuerdo a las Reglas de Vuelo por Instrumentos (IFR). Estas dos radioayudas son el NDB-L/SER ubicado a 1000 metros del oeste del umbral de pista 11 y el VOR/DME ubicado 30 millas náuticas al sur de La Serena, Tongoy. Estas dos radioayudas apoyan las aproximaciones por instrumento oficialmente publicadas por la Dirección General de Aeronáutica Civil.

1.8.1.- Inspección en vuelo de las radioayudas

El mismo día del accidente a las 16:23 GMT se inspeccionó en vuelo las dos radioayudas existentes en la zona. Ambas radioayudas se encontraban operando, con ambos transmisores en normal estado de funcionamiento.

También se inspeccionó en vuelo el procedimiento de aproximación IAL-2, publicación normalizada oficial, comprobándose que es adecuado y seguro para el propósito, ya que sus cursos de aproximación y las altitudes especificadas, como reglamentarias, están acordes con las exigencias topográficas de la zona.

Especial consideración mereció durante el vuelo de verificación de funcionamiento de las radioayudas, la comprobación de la exactitud de la alineación del radial 004 del VOR/DME Tongoy, que se encontró en perfecta tolerancia. Similarmente se comprobó el perfecto funcionamiento del NDB-L/SER, encontrándose todos sus

parámetros en condiciones satisfactorias.

1.8.2.- Aproximación instrumental que efectuó el vuelo 304

El avión que cumplía el vuelo 304 de Aeronor Chile Ltda., que operaba VFR, sólo en el terminal operó IFR y no efectuó la aproximación por instrumentos normalizada y oficialmente publicada para tal propósito, sino que descendió en ruta, pasando el VOR-TOY y descendiendo hasta hacer contacto y estar a la cuadra de la ciudad de Coquimbo. Presumiblemente esta aproximación la efectuó apoyado en información DME.

1.8.3.- Las radioayudas habían, con anterioridad, sido inspeccionadas el 29 AGO 982, fecha de inspección periódica correspondiente.

1.9.- Radiocomunicaciones

No existen evidencias, ni antecedentes de mal funcionamiento de las radiocomunicaciones VHF utilizadas con propósitos aeronáuticos, entre las instalaciones terrestres y la aeronave accidentada.

El funcionamiento de las frecuencias HF de la aeronave era normal, ya que a las 12:45 GMT, el copiloto se comunicó con la Empresa en 8868 kHz, informando que volaba 70 millas (DME) al sur del VOR/DME-TOY y estimando llegar a La Serena a las 13:26 GMT.

Adicionalmente, durante el vuelo de verifica-

ción de las radioayudas, se comprobó el normal funcionamiento de las frecuencias VHF de la torre de control del aeródromo La Florida-Serena, en frecuencias 118.1 mHz y 126.9 mHz.

1.10.- Información del aeródromo

La Florida es el aeródromo de la ciudad de La Serena, es público, operado y administrado por la Dirección General de Aeronáutica Civil, tiene una elevación de 476 piés, sus coordenadas geográficas son 29º 54.40 Sur, 71º 11.52 Weste.

La pista esta orientada al 29/11, con un largo de 1.938 metros por 45 metros de ancho, con una pendiente de 0,7% hacia el Weste, la superficie de la pista es asfalto con una resistencia de 20.455 kilógramos para AUW/2. Opera H-24.

El aeródromo permite la realización de aproximaciones por instrumentos, ya sea NDB/ADF o NDB/ADF-VOR, designadas respectivamente como IAL-1(02 SEP 982) y IAL-2 (02 SEP 982) en el AIP-MAP- Chile.

1.11.- Registradores de Vuelo (FDR y CVR)

1.11.1.- Registrador de Datos de Vuelo (FDR) (Flight Data Recorder, Sundstrand-modelo FA-542, PN-101035-1 SN 1873)

Fue recuperado de los restos quemados del avión accidentado, tenía señales de haber estado ex-

puesto a muy altas temperaturas, cubierto completamente, tanto externa como internamente de hollín y restos de material fundido.

Estaba inoperativo en el vuelo del accidente. Los datos obtenidos no corresponden al vuelo del 09 DIC 982, sino que son de un vuelo diferente, realizado en fecha anterior con rumbo Sur.

1.11.2.- Grabador de Voz de Cabina (Cockpit Voice Recorder, tipo : 642 C1, P/N 522-4057-001, S/N: 61)

Similarmente al FDR, fue recuperado de los restos quemados del avión accidentado, con hollín y restos de material fundido, tanto externa como internamente.

Este elemento estaba inoperativo, pero el magazine se presentaba limpio y con la cinta magnetica en perfecto estado. La última grabación existente correspondía a un vuelo Nº 306 que la Empresa había dejado de efectuar en Julio de 1982.

1.12.- Información sobre los restos del avión

1.12.1.- Lugar del accidente y distribución de los restos

El vuelo 304 aproximaba a unos 2000 metros del umbral de la pista 11, en configuración de ate

rrizaje, con el tren de aterrizaje y los flaps de ala extendidos, volando a una altitud aproximada de 1200 piés, en el rumbo magnético 110º, cuando inesperadamente bajó el ala izquierda y simultaneamente inició un pronunciado descenso en la misma dirección. Segundos mas tarde se le vió en una actitud de naríz alta, en viraje hacia la izquierda, descendiendo (en dirección noreste) hasta colisionar contra la superficie del terreno, a unos 60/100 piés de elevación, en una dirección magnética general de 060º.

El primer contacto con el terreno se produjo inicialmente con el estabilizador izquierdo horizontal fijo (de cola) y casi inmediatamente con el ala del mismo lado. La actitud longitudinal del avión era de naríz alta, en 5º a 7º con respecto a la horizontal. Posterior e inmediatamente se produjo el impacto del fuselaje del avión contra la superficie del terreno, que en general era parejo, con ondulaciones topográficas de poca significación, que hubieran posibilitado un aterrizaje forzoso, con tren retractado, sin mayores dificultades.

Practicamente el avión no se desplazó sobre la superficie del terreno, sino que explotó en llamas apenas caer el suelo. La distancia entre el primer contacto del avión con el terreno y el punto en que quedó la naríz del aparato, al detenerse y explotar en llamas, fue de 60 metros. El avión tiene un largo de 26 metros.

En el Apéndice "B" se grafica la posición en que el avión cayó, con respecto a la pista en que proyectaba aterrizar.

En el Apéndice "C" se aprecia la diseminación de los restos de la aeronave en el punto de impacto y la propagación del incendio post impacto.

No se produjeron, previo al impacto, desprendimientos de partes o componentes de la aeronave.

1.12.2.- Motores y hélices

1.12.2.1.- Motor Nº 2 y hélice

Al producirse el impacto del avión contra la superficie, este motor desarrollaba potencia. Igualmente la hélice que giraba con altas revoluciones, con sus palas colocadas en un ángulo entre 20º a 32º. Esta condición, además del exámen pericial, fue comprobada por declaraciones de testigos.

No se encontraron, en la inspección pericial del motor, evidencias de falla de algún componente de este, previo al impacto.

1.12.2.2.- Motor Nº 1 y hélice

Al momento del impacto de este motor contra la superficie del terreno, este no desarrollaba potencia y la turbina no mantenía combustión. La hélice correspondiente giraba por efecto del viento relativo, sin haber sido co

locada en posición "bandera", presentaba por lo tanto una condición de gran resistencia al avance, ya que sus palas estaban colocadas en un ángulo entre 20º a 32º. Estas condiciones fueron determinadas mediante peritajes efec - tuados al motor, a la hélice y adicionalmente por declaraciones de los testigos presenciales, uno de los que declaró: " la hélice del motor izquierdo giraba lentamente ". En el Apéndice "D" se aprecia fotograficamente, la condición de las hélices.

En la investigación pericial del motor, no se encontraron evidencias de falla de algún compo nente de este, previo al impacto.

1.12.3.- Tren de aterrizaje y flaps de ala

A.- Tren de aterrizaje

Al impacto contra la superficie iba en po sición retractado.

B.- Flaps de ala

Iban en posición,completamente retractados, en el momento del impacto con el terreno.

1.12.4.- Componentes rescatados

A.- Motor Nº 1 N/S 16233,tenía quebrado su eje portahélice y la base del gobernador de la bomba de combustible.entre otros elementos.

B.- Motor Nº 2 N/S 13889 se encontró con su hélice montada y en general con sus accesorios completos.
C.- Hélice N/S 193/59/57 desprendida del motor.
D.- Dos trenes principales.
E.- Un tren de nariz.
F.- Una caja de accesorios.
G.- Una botella de nitrógeno.
H.- Cinco tornillos sinfín de flaps.
I.- Dos pistones de tren principal con mecanismos de seguro abajo y cilindro actuante.
J.- Una bomba booster de sistema de agua metanol.
K.- Un filtro de agua metanol.
L.- Un seguro de tren arriba de nariz.
M.- Dos pedales de timón de dirección.
N.- Un registrador de voz Collins, modelo 642-C1.
Ñ.- Un Flight Data Recorder. Sundstrand modelo FA-542.
O.- Un instrumento indicador posición de flap.
P.- Un instrumento indicador de flujo de combustible.
Q.- Un instrumento R.P.M. de ambas hélices.
R.- Un instrumento indicador de razón de viraje.

1.13.- Información médica y patológica

Tanto la tripulación como los pasajeros perecieron a causa de politraumatismos y carbonización.

1.14.- Incendio

No se produjo incendio durante el vuelo, o al menos no hay evidencias que permitan suponer de que éste haya existido.

Posterior al impacto del avión contra la superficie del terreno y, a consecuencias del mismo, se rompieron los estanques de combustible, la estructura de las alas y del avión, lo que originó un violento incendio, disperso y con propagación de alta intensidad. La propagación del incendio se manifestó principalmente en la dirección de vuelo del avión, lo que permite deducir que al impactar el avión y los estanques romperse, el combustible por incercia saltó en la dirección de vuelo. Uno de los testigos oculares ubicado a corta distancia del hecho, declaró que el avión"se detuvo y explotó en llamas".

Debido a la proximidad del sitio del accidente en relación al aeropuerto de destino (1500 metros), el personal de S.E.I. concurrió con suma prontitud desarrollando una labor eficaz para apagar el incendio generalizado que ya, practicamente, había calcinado el avión.

La labor de los bomberos de aviación (SEI) fue apoyada por los bomberos de la ciudad de La Serena, que también concurrieron al lugar del accidente.

1.15.- Supervivencia

La tripulación y los pasajeros de la aeronave, perecieron en el lugar del accidente.

1.16.- Investigaciones y Ensayos

1.16.1.- Investigaciones

1.16.1.1.- Motores

Ambos motores con sus respectivas unidades de combustible fueron analizadas pericialmente en Inglaterra por sus respectivos fabricantes: Rolls Royce y Lucas Aerospace.

Del peritaje efectuado es posible concluir que:

A.- La turbina del motor Nº 1 al momento del impacto, estaría girando solamente por arrastre de la hélice, que a su vez giraba solamente por efecto del viento relativo ("windmilling"). Se llegó a la conclusión que este motor, en el momento del accidente, no estaba quemando combustible en sus cámaras de combustión, puesto que en su interior se encontraron restos de elementos vegetales , practicamente intactos y sin quemar. Estos elementos vegetales se encontraron en la cámara de combustión y en la turbina, no mostrando sin embargo ningún grado de calcinación. En el Apéndice "E" se aprecian estos restos de vegetales.

B.- La turbina del motor Nº 2, al momento del impacto, estaría produciendo empuje.

C.- Las unidades de control de combustible de ambos motores y la bomba de combustible del motor Nº 1 estarían operativas al momento del impacto. Esto fue verificado en prue

bas de banco.

D.- La bomba de combustible del motor Nº 1 no fue probada en banco, ya que por efecto del impacto se quebró parte del alojamiento del gobernador y se cortaron sus conductos de combustible. No obstante, del exámen de los componentes de esta, se podría deducir que no existirían evidencias que permitan presumir una falla de este elemento, con anterioridad al accidente.

E.- Del peritaje efectuado por Rolls Royce en ambos motores, es posible concluir que no hay evidencias de fallas mecánicas internas, en ambos motores, que se hubieran producido antes del impacto en tierra del avión. Los daños encontrados en los motores y en sus componentes son consecuencias de los esfuerzos a que fueron sometidos al producirse el violento impacto del avión contra la superficie del terreno.

1.16.1.2.- Hélices

Ambas hélices, sus respectivas unidades de control y bombas de " paso bandera " fueron enviadas a la Dowty Rotol en Inglaterra, para efectuarles un peritaje.

Del peritaje efectuado es posible concluir que:

A.- Las unidades de control de hélice y los motores de " paso bandera ", de ambas hélices, estarían operativos en el momento del impacto.

B.- La hélice del motor Nº 1 estaría girando por efecto del viento relativo ("windmilling") al momento del impacto, con sus palas colocadas en un ángulo entre 20º y 32º. No producía tracción y si, una alta resistencia al avance.

C.- La hélice del motor Nº 2 estaría girando y produciendo tracción al momento del impacto, con sus palas colocadas en un ángulo menor de 32º.

1.16.1.3.- Tren de aterrizaje

De la investigación efectuada a este componente y su mecanismo actuador se concluye que el tren de aterrizaje, al momento del impacto, se encontraba en posición retractado asegurado ("arriba"). El tren de aterrizaje y sus soportes no fueron dañados mayormente por el impacto contra el terreno, como no sea por efectos del incendio post impacto.

1.16.1.4.- Tornillos sinfín de los flaps de ala

Del análisis de estos elementos se desprende que los flaps estarían en posición arriba al momento del impacto.

1.16.1.5.- Instrumentos de indicación de funcionamiento de los motores y sistemas

Debido al impacto, al fuego producido luego del accidente, a las maniobras y lanzamiento de elementos para extinguir el incendio y a

los trabajos de remoción efectuados en el lugar del accidente, no se considera confiable hacer conjeturas sobre las indicaciones que podrían dar estos instrumentos del comportamiento de los sistemas a que cada uno estaba conectado.

1.16.2.- Ensayo en vuelo

Utilizando un avión monomotor se volaron tres aproximaciones directas a pista 11, con el propósito de simular la trayectoria de vuelo del avión en los momentos previos a la ocurrencia del accidente. Los vuelos se realizaron a 100 nudos con un viento de cola de 8 nudos de intensidad, condiciones similares a las existentes el día del accidente. Las tres aproximaciones se volaron, respectivamente, a 1200, 1300 y 1400 piés de altitud, condiciones que, según declaraciones de testigos, eran las que llevaba aproximadamente el vuelo 304 en su aproximación.

En cada uno de los vuelos de ensayo, desde la aproximación a pista 11, se desvió intencionalmente la trayectoria de vuelo, descendiendo, en un viraje a la izquierda, hasta sobrevolar el punto de impacto. Así se hizo coincidir la derrota del avión del ensayo con la que debió llevar el avión accidentado en los momentos previos. Cada una de las trayectorias de estos vuelos de ensayo se inició, respectivamente, a 2000, 1500 y 1000 metros de distancia del lugar del impacto.

Evidencias logradas

A.- Para poder impactar con el terreno, en el lugar en que el vuelo 304 hizo el primer contacto con el terreno, fue preciso sobrevolar, a corta distancia, seis cables de alta tensión (de 25 metros de altura). Estos seis cables no fueron tocados por el avión accidentado.

B.- El avión que efectuó los ensayos, para poder sobrevolar a escasa altura el tendido de alta tensión y sobrevolar posteriormente el lugar del accidente, debió efectuar un brusco descenso. Aún en estas condiciones, el avión en que se realizaron los ensayos apenas habría logrado hacer contacto con la superficie del terreno en el lugar preciso del accidente. Desde los cables de alta tensión hasta el lugar del accidente hay 500 metros de distancia y para sobrevolarlos y alcanzar el punto del accidente, fue preciso efectuar un pronunciado descenso con el avión, lo que permite concluir que si el vuelo 304 no tocó los cables , significa que para sobrevolarlos y caer en el punto donde lo hizo, se desplazaba con una velocidad menor de 100 nudos y/o con una gran, " razón de hundimiento ", o sea con una razón de descenso de aproximadamente 1000 pies por minuto o superior.

1.16.3.- Ensayos en simulador de Fairchild F-27/227

Se utilizó un simulador de vuelo de avión Fairchild F-27/227, de la Compañía de Aviación U.S. Air, en Pittsburg, E.E.U.U. de Nor-

teamérca para reproducir las condiciones y situación de vuelo. mas probables, que pudieron afectar al vuelo 304 en los momentos previos al accidente. Los diferentes ensayos seleccionados incluyeron los antecedentes evidenciados en la investigación.

Aunque se efectuaron múltiples ensayos para verificar el comportamiento del avión/simulador. afectado por diferentes configuraciones de flaps de ala y velocidades de aproximación y sometido a la pérdida total de potencia en el motor Nº 1 (izquierdo). finalmente sólo cuatro de estas fueron consideradas para efectos de poder determinar los factores que estuvieron presentes en el momento de gestarse y producirse el accidente.

Los ensayos se realizaron sometiendo al avión/simulador a condiciones ambientales. similares a las existentes en el día y hora del accidente e iniciándolos a la distancia aproximada en que el vuelo 304. fue visto por testigos. iniciar el viraje descendiendo hacia la izquierda hasta impactar contra el terreno. Las cuatro condiciones seleccionadas como mas probables de haber sucedido fueron las que a continuación se especifican. en todas las cuales se simuló la pérdida total de potencia en el motor Nº 1. dejándose la hélice girando por efecto del viento relativo ("windmilling") y también considerando que el avión volaba con el tren de aterrizaje extendido.

Las condiciones que a continuación se definen. son previas a la falla del motor izquierdo.

Condición Nº 1 del ensayo

Flaps de ala totalmente retractados (cero grados) y potencia en ambos motores necesaria para sustentar una velocidad indicada de 130 nudos, normal para esta condición de aproxima - ción.

Condición Nº 2 del ensayo

Flaps de ala extendidos a 16.5 grados y potencia en ambos motores de-mas/menos 11.500 r.p.m., necesaria para mantener una velocidad indicada de 115 nudos, recomendada para esta condición de aproximación.

Condición Nº 3 del ensayo

Flaps de ala extendidos a 27 grados y potencia en ambos motores de-mas/menos 11.800 r.p.m., necesaria para mantener una velocidad indicada de 115 nudos, recomendada para esta condición de aproximación.

Condición Nº 4 del ensayo

Flaps de la extendidos a 40 grados y potencia en ambos motores de-mas/menos 12.000 r.p.m., necesaria para mantener una velocidad de " cerco " de 97 nudos, recomendada para esta condición aproximación.

Las cuatro condiciones de ensayo, antes especificadas, fueron establecidas en el avión/simulador, colocándo a este a continuación bajo los efectos de los factores, evidenciados como sucesidos durante el accidente investigado, o sea :

- Pérdida total de potencia en el motor Nº 1 (izquierdo).
- Retracción del tren de aterrizaje.
- Retracción total de los flaps de ala (a cero grados).
- Mantener la hélice del motor fallado girando solamente por efectos del viento relativo ("windmilling").
- Colocar máxima potencia en el motor Nº 2, sin utilizar agua metanol, ya que no era esta una práctica aplicada en la Empresa.

Los resultados logrados, para cada uno de los anteriores ensayos, fueron los que a continuación se indican :

Para la condición del ensayo Nº 1 (avión con cero grados de flaps de ala)

No existieron dificultades para que el piloto mantuviera al avión/simulador en su trayectoria de vuelo, a una velocidad indicada superior a la Velocida Mínima de Control (VMC).

NOTA : El Manual de Operaciones del avión F-27 determina que la Velocidad Mínima de Control (VMC), para una situación de falla de un motor, manteniendo la hélice girando por efectos del viento relativo ("windmilling") es de 105 nudos indicados.

Se evaluó aplicadamente, en el avión/simulador correspondiente, el comportamiento del avión Fairchild F-27 al ser este afectado por el corte del suministro de combustible a una de sus

turbinas en vuelo, gestando así la pérdida total de la potencia de esta y dejando que la hélice continuara girando libremente solamente por acción del viento relativo, sin colocarla en " paso bandera ". El efecto que esta condición produjo sobre la velocidad indicada fue de una disminución de 30 nudos, en el lapso de pocos segundos. El efecto de dicha evaluación aplicada fue también matematicamente calculado en su aspecto aerodinámico, utilizando para ello parámetros escogidos, obteniéndose valores similares a los logrados en el avión/simulador.

Para la condición del ensayo Nº 2 (avión con 16.5 grados de flaps de ala)

No existieron dificultades para que el piloto controlará el avión simulador. La velocidad indicada disminuyó hasta 98 nudos, pero aumentó rapidamente hasta sobrepasar la Velocidad Mínima de Control (VMC).

Para la condición del ensayo Nº 3 (avión con 27 grados de flaps de ala)

En esta situación el avión/simulador levantó bruscamente la naríz y comenzó a girar hacia el lado izquierdo, iniciando un descenso con una razón de hundimiento de aproximadamente 1300 piés por minuto. Se perdió, por parte del piloto, el control de la aeronave, ya que la velocidad disminuyó hasta muy por debajo de la Velocidad Mínima de Control (VMC), con

dición que se vió agravada por una " pérdida aerodinámica progresiva " (stall progresivo de baja velocidad). Este ensayo fue repetidamente comprobado, con similares resultados.

Afectado por estas condiciones, la recuperación del control del avión/simulador, por parte del piloto, solamente se logró, aplicando el siguiente procedimiento :

- Retractando el tren de aterrizaje.
- Retractando los flaps de ala, solamente hasta 16.5 grados.
- Colocando la hélice en condición de " paso bandera ", mediante procedimiento manual, eliminando así la gran resistencia el avance creada por la condición de giro de hélice al viento relativo ("windmilling").

Aún con la adopción de las medidas anteriores, se comprobó que la situación operacional creada por la condición de ensayo Nº 3 es sumamente crítica.

Para la condición de ensayo Nº 4 (avión con 40 grados de flaps de ala)

Afectado por esta condición el avión/simulador inició un giro hacia la izquierda, levantó la naríz y entró instantaneamente en una condición de pérdida (stall), ya que la velocidad indica

da disminuyó en forma rápida hasta 75 nudos, o sea 30 nudos por debajo de la Velocidad Mínima de Control (VMC).

2.- ANALISIS

2.1.- El vuelo itinerante Nº 304 de la Empresa Aeronor Chile Ltda., servido por el Fairchild F-27 matrícula CC-CJE despegó el 09 DIC 982 a las 12:06 GMT desde el Aeropuerto Los Cerrillos en Santiago de Chile, con cuatro tripulantes y 42 pasajeros a bordo, para cumplir el primer tramo de un vuelo que consideraba dos escalas. El aeródromo de la primera escala era La Florida en la cuidad de La Serena-Chile, 200 millas náuticas al norte del punto de despegue.

Durante la ruta el avión voló a nivel 145, sin comunicar radialmente ninguna anormalidad. Treinta minutos antes de llegar al destino, el copiloto notificó una hora estimada de arribo a La Florida, que se ajustó con exactitud a la hora que arribó el avión al destino.

Las condiciones meteorológicas de la ruta permitieron al vuelo 304 volar sobre el tope de una capa de 8/8 de estratos cúmulos siendo afectado por viento que determinaba una componente de nariz,que retardó el vuelo. El aeródromo de La Florida, destino de la primera escala se encontraba cubierto con 8/8 de estratos cúmulos con base de nubes 500 metros, lo que determinó que la tripulación aproximara por instrumentos, descendiendo directo en ruta, apoyado por el VOR Tongoy y presumiblemente por el DME de la misma radioayuda. El aeródromo La Florida, disponía de dos aproximaciones instrumentales normalizadas,publicadas oficialmente, que no fueron utilizadas por

el vuelo 304.

Volando en contacto con el terreno, en condiciones meteorológicas de vuelo visual, la tripulación pidió autorización para aterrizar en la pista 11, que estaba afectada por seis nudos de viento de los 270 grados, que determinaban viento de cola para aterrizar, lo que no presentaba dificultades de operación al avión. El controlador de tránsito aéreo autorizó el aterrizaje del vuelo 304, que hasta ese momento, presumiblemente, no era afectado por dificultad alguna.

Testigos oculares, ubicados en diferentes posiciones , observaron que aproximadamente a 2000 metros de distancia del umbral de aterrizaje, volando a la altitud normal de aproximación, el avión se desviaba bruscamente de su derrota e iniciaba un descenso pronunciado hacia la izquierda (hacia el noreste), descenso que continuó adoptando el avión una actitud de " naríz alta " hasta colisionar contra la superficie del terreno, a una distancia de 1000 metros del umbral de aterrizaje, desviado hacia el norte en 400 metros del eje de aproximación.

2.2.- Debido a la colisión contra la superficie del terreno, el avión se incendió violentamente, pereciendo sus 46 ocupantes, a consecuencias de politraumatismos y carbonización y destruyéndose totalmente la aeronave. No existieron otros daños ya que el accidente se produjo en un sitio agrícola, sin cultivos, con una superficie de naturaleza topográfica plana, que pudo

haber permitido un aterrizaje forzoso sin mayores dificultades, con el tren de aterrizaje retractado.

2.3.- La tripulación tenía sus licencias y habilitaciones aeronáuticas vigentes y estaban sicofisiologicamente calificados. Los dos pilotos estaban habilitados en el material Fairchild F-27 y su entrenamiento era adecuado para cumplir sus funciones específicas de a bordo. Adicionalmente el piloto al mando era Inspector de Vuelo de los pilotos de la Empresa y también Gerente Gereral de la misma.

2.4.- El avión Fairchild F-27 matrícula [redacted], estaba equipado y acondicionado para transporte de pasajeros. Tenía vigente su certificado de aeronavegabilidad y el programa de mantenimiento a que era sometido se cumplía de acuerdo a las normas autorizadas por la Dirección General de Aeronáutica Civil. El peso y balanceamiento del avión en el vuelo, motivo de la investigación,eran normales. El avión había despegado con 7700 libras de combustible en estanques, suficientes para cumplir el vuelo proyectado en todas sus etapas. El análisis efectuado a los estanques de combustible de Los Cerrillos, en que el avión cargó combustible antes de despegar, no detectó contaminación. No fue posible analizar el combustible a bordo.

2.5.- Las condiciones meteorológicas permitieron que el vuelo se efectuara de acuerdo a las reglas de vuelo visual, tanto en la ruta como en la maniobra de aproximar para aterrizar. Sólo

fue necesario volar por instrumentos para descender a través de una capa de 8/8 de estratos cúmulos, lo que se efectuó sin dificultades.

2.6.- Las radioayudas que permiten aproximar por instrumentos al aeródromo La Florida estaban en operación normal en el momento del accidente y fueron inspeccionadas inmediatamente después de ocurrir éste, verificándose su condición normal. Las radioayudas habían sido, con anterioridad, sometidos a las inspecciones periódicas reglamentarias.

2.7.- Las radiocomunicaciones fueron normales durante el despegue, el vuelo en ruta y en el terminal hasta momentos antes del accidente. La tripulación se comunicó normalmente en las frecuencias aeronáuticas y también con la Empresa.

2.8.- El aeródromo estaba autorizado para la operación de este tipo de avión, las condiciones meteorológicas que lo afectaba en el momento del accidente, permitía las operaciones de acuerdo a las reglas de vuelo visual.

2.9.- La Registradora de Datos de Vuelo (FDR) y la Grabadora de Voz en la Cabina (CVR) no aportaron antecedentes útiles a la investigación:

2.10.- Aproximando en final, a 2000 metros del umbral, a una altitud de aproximadamente 1200 piés, y estando autorizado para aterrizar en pista 11,

el vuelo 304 inició un viraje a la izquierda descendiendo y colisionó con la superficie del terreno en actitud de naríz alta, destruyéndose e incendiándose totalmente, con una dirección de vuelo de 060º magnéticos. El avión practicamente no se desplazó sobre la superficie, ya que colisionó contra la superficie en una condición de pérdida aerodinámica (stall).

2.11.- No existen evidencias de incendio antes del impacto, como tampoco del desprendimiento de partes o componentes del avión durante el vuelo.

2.12.- Al momento del accidente el avión volaba con el tren de aterrizaje retractado y " asegurado arriba ". Los flaps iban totalmente retractados (cero grados).

2.13.- Las indicaciones proporcionadas por los instrumentos rescatados de los restos de la aeronave no se consideran confiables para hacer conjeturas sobre el comportamiento de los sistemas a que cada uno estaba conectado.

2.14.- El motor Nº 1 (izquierdo) no desarrollaba potencia ya que iba sin combustionar el combustible. La hélice del motor iba girando a bajas revoluciones,por efecto del viento relativo ("windmilling"), no habiendo sido colocada en posición " bandera ".

El motor Nº 2 (derecho) desarrollaba tracción, con la hélice girando a altas revoluciones.

De las investigaciones efectuadas en estos elementos se deduce que no existieron fallas de sus componentes, con anterioridad al impacto, lo que permite suponer que la interrupción de la combustión en el motor izquierdo (Nº 1) se debió, presumiblemente, a obstrucción, bloqueo neumático o corte de cañerías de combustible, anormalidad que sólo afectó a ese motor.

2.14.- Como ensayo en vuelo, utilizando un avión monomotor se volaron tres aproximaciones para aterrizar en la pista 11, simulando la trayectoria de vuelo, que de acuerdo a lo que testigos presenciales apreciaron desde diferentes ubicaciones, llevaba el vuelo 304. Estos vuelos permitieron determinar que el avión accidentado, desde el punto en que fue afectado por la emergencia, para poder contactar con el terreno en el lugar del accidente debió descender con una razón de descenso de 1000 piés por minuto o superior.

2.15.- Múltiples ensayos se efectuaron empleando un simulador de F-27 de la Empresa U.S. Air de E.E.U.U., en Pittsburg, para tratar de determinar las condiciones que afectaron al vuelo 304 durante la emergencia que acarreó finalmente el accidente.

De estos ensayos, y en consideración a que el avión había sido autorizado para aterrizar, no habiéndose notificado ninguna condición anormal a bordo, se determinó que presumiblemente, el avión volaba con el tren de aterrizaje ex-

tendido, los flaps de ala en 27 grados y una potencia de - mas/menos 11500 r.p.m., necesaria para mantener 115 nudos de velocidad.

Sometido repetidamente a esta condición de vuelo, afectado por una repentina y total pérdida de potencia en el motor Nº 1, aplicando toda la potencia en el motor Nº 2, retractando el tren de aterrizaje, retractando totalmente los flaps de ala y sin colocar la hélice en " paso bandera ", el avión/simulador levantó bruscamente la naríz y comenzó un giro hacia la izquierda, descendiendo con una razón de 1300 piés por minuto. Se perdio en estas condiciones, por parte del piloto, el control de la aeronave ya que la velocidad indicada disminuyó hasta muy por debajo de la Velocidad Mínima de Control (VMC). También en estos ensayos se evidenció una " pérdida aerodinámica progresiva de baja velocidad " (stall progresivo).

Para lograr, con seguridad, recuperar el control del avión/simulador desde esta condición, fue necesario e indispensable: Retractar el tren de aterrizaje; retractatar los flaps de ala solamente hasta 16.5 grados; colocar la hélice con sus palas en una condición de resistencia mínima (" paso bandera "); y emplear la potencia máxima en el motor operativo (Nº 2), condiciones estas que solamente fueron ejecutadas parcialmente por la tripulación del vuelo Nº 304, ya que desde los

restos del avión accidentado se rescataron evidencias que permiten comprobar que los flaps de ala estaban colocados en posición totalmente retractados (cero grados) y que la hélice delmotor fallado (Nº 1) estaban, en el momento del impacto, girando por efecto del viento relativo ("windmilling") con sus palas colocadas en un ángulo entre 20º y 32º.

3.- CONCLUSIONES

3.1.- Resultados

A.- La tripulación tenía vigentes, sus licencias y habilitaciones y estaban aptos para cumplir sus funciones a bordo de la aeronave. El piloto al mando y el copiloto tenían experiencia en el material Fairchild F-27 y en los últimos 30, 60 y 90 días se habían desempeñado como tales, sin exceder los tiempos máximos reglamentarios, en forma suficiente para mantener un entrenamiento adecuado. El piloto al mando, en el momento del accidente, se desempeñaba en el puesto del piloto. Además de sus funciones como piloto de la Empresa Aeronor Chile Ltda., éste era [redacted]

B.- La aeronave estaba con su certificación vigente y era mantenida de acuerdo a las disposiciones establecidas por la Dirección General de Aeronáutica Civil. El vuelo en que se produjo el accidente se realizaba dentro de los límites de peso y balanceamiento especificados para ese avión.

C.- Las condiciones meteorológicas prevalecientes en el área de aproximación para aterrizar, posibilitaban la operación de acuerdo

a las Reglas de Vuelo Visual (VFR), no existiendo limitaciones de techo de nubes ni de visibilidad horizontal.

D.- En el accidente perecieron, a consecuencias de politraumatismos y calcinación, los cuatro tripulantes y los 42 pasajeros que viajaban a bordo, no produciéndose daños a otras personas u objetos en tierra.

E.- El avión Fairchild F-27 que cumplía el vuelo itinerante Nº 304 quedó totalmente destruido a consecuencias del impacto contra la superficie del terreno y del posterior incendio.

F.- La Registradora de Datos de Vuelo y la Grabadora de Voz instalada en la Cabina de pilotaje no aportaron antecedentes de valor para la investigación, ya que estaban inoperativas y los antecedentes contenidas en ambas, no correspondian al vuelo investigado.

G.- El avión se accidentó cuando aproximaba en final para aterrizar, en configuración de aterrizaje. Estaba autorizado por el control de tránsito aéreo, para aterrizar en pista 11 del aeródromo La Florida. No existió durante el vuelo en ruta, ni durante la aproximación para aterrizar, ningún reporte radial de los pilotos, que permitan determinar la ocurrencia de una anormalidad a bordo.

H.- El accidente fue presenciado por numerosos testigos, quienes declararon que el vuelo Nº 304 se efectuaba normalmente en la aproximación final para aterrizar, a una distancia y altitud aproximadas, respectivamente, de 2000 metros y 1200 piés, cuando la aeronave bajó el ala izquierda e inició un giro hacia ese lado, seguidamente comenzó un pronunciado descenso hasta impactar contra la superficie del terreno, en una actitud de " naríz alta " y con la hélice del motor izquierdo girando lentamente. El punto de impacto contra la superficie del terreno, era de características topográficas en general parejas, que hubieran posibilitado sin mayores dificultades, un aterrizaje forzoso de emergencia, con el tren retractado.

I.- Las investigaciones periciales efectuadas en los elementos rescatados de los restos del avión incendiado, tales como : Motores, hélices, tren de aterrizaje y flaps de ala, permitieron determinar que en el momento de colisionar la aeronave contra la superficie del terreno, este volaba con el motor Nº 1 (izquierdo) sin potencia, por falta de combustión en la turbina y con la hélice girando por efecto del viento relativo en una condición de alta resistencia al avance, sin haber sido colocada en posición de " paso bandera "; el motor Nº 2 desarrollaba potencia y la hélice correspondiente proporcionaba tracción; el tren de aterrizaje estaba en po-

sición retractado y asegurado y ; los flaps de ala estaban, igualmente, retractados en una posición de cero grados. Presumiblemente la falta de combustible, que originó la pérdida de potencia, se debió a un corte, obstrucción o bloqueo de las cañerías correspondientes.

J.- No existen evidencias de que se haya producido incendio antes del impacto del avión contra la superficie del terreno, como tampoco del desprendimiento de partes componentes o elementos del avión.

K.- Los instrumentos de indicación de funcionamiento de los motores y sistemas de la aeronave fueron muy dañados por el incendio y las actividades de rescate, por lo que no se consideraron confiables para hacer conjeturas del comportamiento y posición de los sistemas a que cada uno de estos estaba conectado.

L.- Utilizando una aeronave monomotor, se efectuó un ensayo en vuelo para determinar la trayectoria de vuelo que debió volar el avión accidentado desde el momento en que se le vió iniciar el descenso y accidentarse, pudiendo calcularse que éste colisionó contra la superficie del terreno a baja velocidad, en ningún caso superior a 100 nudos y/o con una razón de descenso de 1000 piés por minuto o superior.

M.- Utilizando un avión/simulador, correspondiente al avión Fairchild F-27/227, se ensayaron múltiples probabilidades de aproximación para aterrizar, en diferentes configuraciones, llegándose a determinar que probablemente en los momentos previos al accidente, el vuelo 304 de Aeronor Chile Ltda., cuando el motor Nº 2 perdió totalmente la potencia, aproximaba con los flaps de ala en una posición 27 grados.

3.2.- Causa probable del accidente

La causa probable del accidente del Fairchild F-27, matrícula [redacted] de la Empresa Aeronor Chile Ltda., que cumplía el vuelo itinerante Nº 304 fue; " Inadecuada planificación en vuelo, por parte del piloto al mando, para coordinar la adopción de las medidas y la aplicación de los procedimientos correspondientes para resolver con éxito una condición de pérdida aerodinámica (stall) motivada por la pérdida total de la potencia del motor izquierdo, en circunstancias que la aeronave volaba, a baja altura, en la aproximación final para aterrizar, en configuración de aterrizaje ".

4.- RECOMENDACIONES

4.1.- Desarrollar por parte de la Empresa Aeronor Chile Ltda., y otras empresas aéreas, las siguientes acciones :

A.- Elaborar, publicar y poner en práctica, medidas tendientes a optimizar los conocimientos, el entrenamiento y eficiencia operacional de los pilotos de la misma, mediante, pero sin quedar limitado a :

1.- Programas adicionales de estudio, relacionados con el empleo del avión Fairchild F-27, tanto en su operación normal como en situaciones de emergencia.

2.- Programas adicionales de entrenamiento de vuelo, en avión y en simulador, empleando el material correspondiente, tanto en procedimientos de operación normal como en emergencia.

B.- Analizar los factores que puede involucrar el desempeño del [redacted] de la Empresa como [redacted] también como [redacted] de las aeronaves que prestan servicios regulares, relacionando estas actividades con la incidencia que pueden tener en la seguridad de vuelo.

C.- Incluir en la Lista de Verificaciones (Lista de Chequeo) del avión Fairchild F-27 la

revisión antes de cada vuelo, del correcto funcionamiento del Sistema Registrador de Datos de Vuelo (FDR) y Sistema Grabador de Comunicaciones en la Cabina de Pilotaje (CVR), comprobando así el cumplimiento de las normas y disposiciones de mantenimiento de estos elementos.

D.- Remitir a la Dirección de Seguridad de Vuelo (Subdirección de Operaciones), para estudio y aprobación, las medidas propuestas que permitan cumplir los puntos A, B y C antes detallados.

4.2.- Comprobar por parte de la Dirección de Seguridad de Vuelo (Subdirección de Operaciones), Departamento Normas de Vuelo el cumplimiento de las medidas sugeridas en 4.1.

4.3.- Emitir de Boletín de Seguridad relacionado con el presente Informe.

JULIO CERDA PINO
PILOTO INSPECTOR
JEFE DEPTO.INVEST.ACC.E.INC.AV.

RELACION DE APENDICES INCLUIDOS EN LA INVESTIGACION

Apéndice "A"	Antecedentes de la tripulación.
Apéndice "B"	Ubicación del accidente con respecto a la pista.
Apéndice "C"	Distribución de los restos del avión en el punto de impacto contra el terreno.
Apéndice "D"	Fotografías de las hélices.
Apéndice "E"	Elementos vegetales encontrados en la turbina del motor Nº 1.

APENDICE "A" /

HOJA Nº 1

ANTECEDENTES DE LA TRIPULACION

1.- Piloto al Mando

[redacted] - Piloto de Transporte de Línea Aérea Nº [redacted] [redacted] años de edad, [redacted] licencia otorgada el 24 ABR 967 con vigencia hasta el 12 ENE [redacted]. Habilitado en mono y multimotores terrestres hasta 5.700 kilógramos, Fairchild F-27, instructor de F-27. No registraba sanciones. Fecha de la última calificación sicofisiológica el 25 OCT 982, debiendo utilizar en forma estricta, protectores de oidos en áreas de ruido.

Al 02 OCT 982 tenía 12.501: 55 horas de vuelo, de las cuales, aproximadamente 1500 correspondían a material F-27.

En los últimos 30 días	41 horas	(F-27)
En los últimos 60 días	86 horas	(F-27)
En los últimos 90 días	127 horas	(F-27)

2.- Copiloto

[redacted], Piloto de Transporte de Línea Aérea Nº [redacted], [redacted] años de edad, chileno, licencia otorgada el 27 NOV 1979 con vigencia hasta el 15 DIC 982. Habilitado en mono y multimotores hasta 5.700 kilógramos, Beechcraft C-50, copiloto Fairchild F-27, instructor de vuelo en monomotores hasta 5.700 kilógramos e instructor de Beechcraft C-50. No registraba sanciones de carácter médico.

Al 13 JUN 982 registraba 3.166 horas de vuelo.

En los últimos 30 días	59 horas	(F-27)
En los últimos 60 días	87 horas	(F-27)
En los últimos 90 días	127 horas	(F-27)

3.- Auxiliar de Cabina

[redacted] [redacted]

Licencia Nº [redacted], otorgada el 03 AGO 981, vigente hasta el 14 JUN 983.

Habilitaciones : Material F-27

Rindió exámen de Reglamentación para tripulantes de cabina ante la Dirección General de Aeronáutica Civil, el día 27 JUL (81, con un porcentaje de 80%.

Con fecha 11 JUN 982 la Empresa Aeronor Chile, informó que había rendido satisfactoriamente las pruebas de emergencia y evacuación en material F-27.

4.- Auxiliar de Cabina

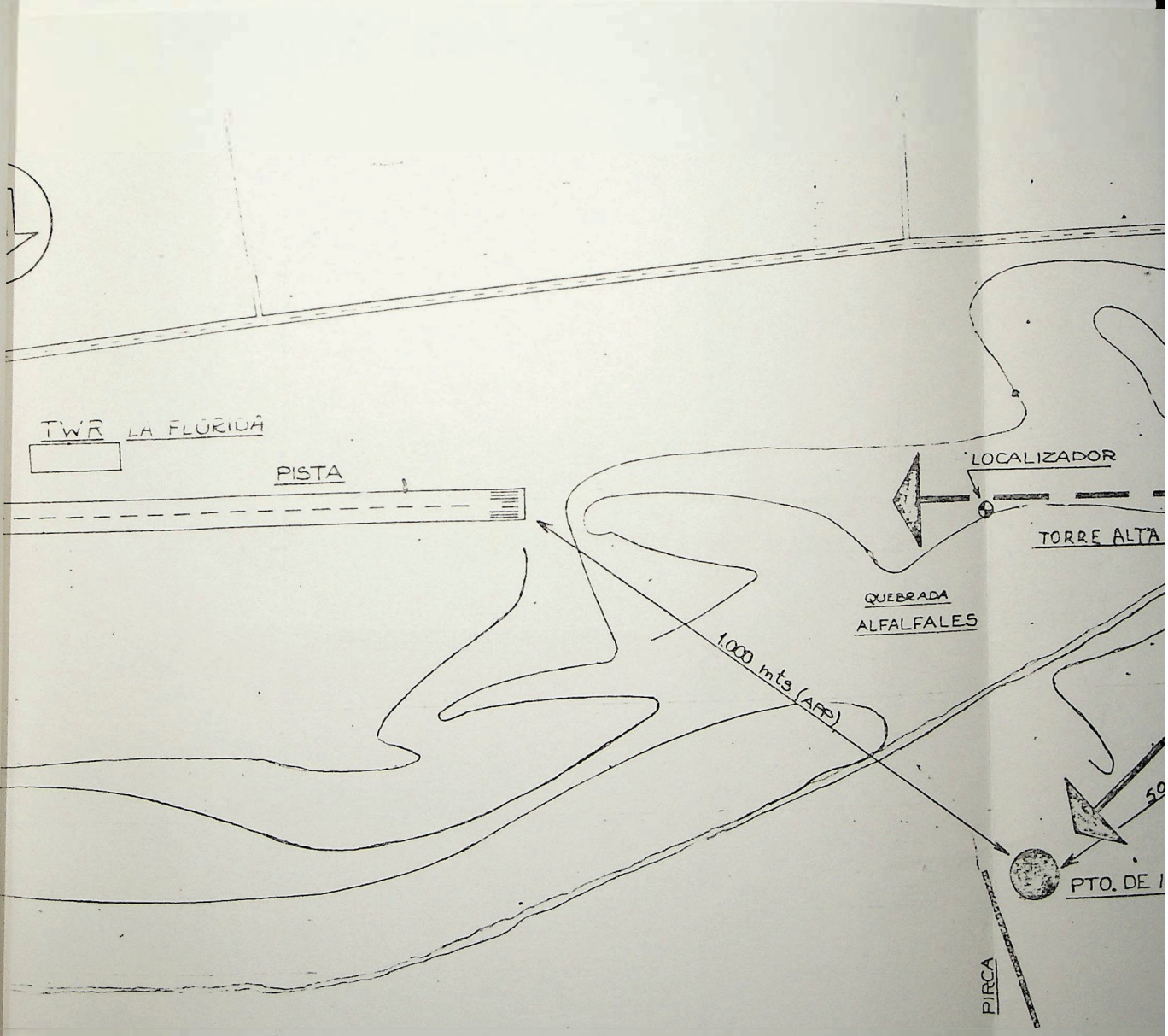
[redacted]

Licencia Nº [redacted], otorgada el 03 AGO 981, vigente hasta el 16 JUN 983.

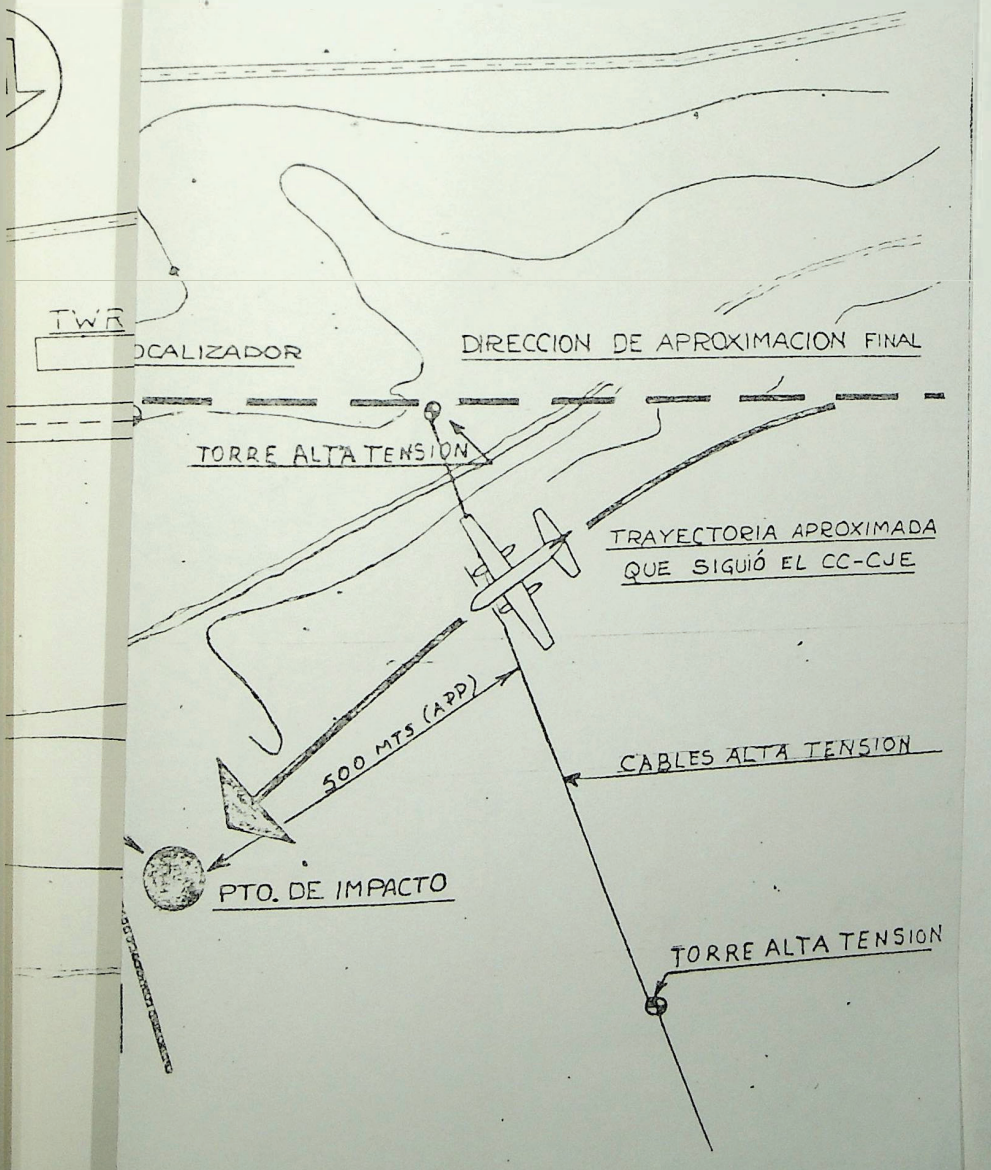
Habilitaciones : Material F-27

Rindió exámen de Reglamentación ante la Dirección General de Aeronáutica Civil para tripulante de cabina el 27 JUL 981, aprobando con un porcentaje de 91%.

Con fecha 14 JUN 982 la Empresa Aeronor Chile informó que había rendido satisfactoriamente las pruebas de emergencia y evacuación en material F-27.


TWR LA FLORIDA
PISTA
LOCALIZADOR
TORRE ALTA
QUEBRADA
ALFALFALES
1.000 mts (APP)
PTO. DE
PIRCA

APENDICE "B"

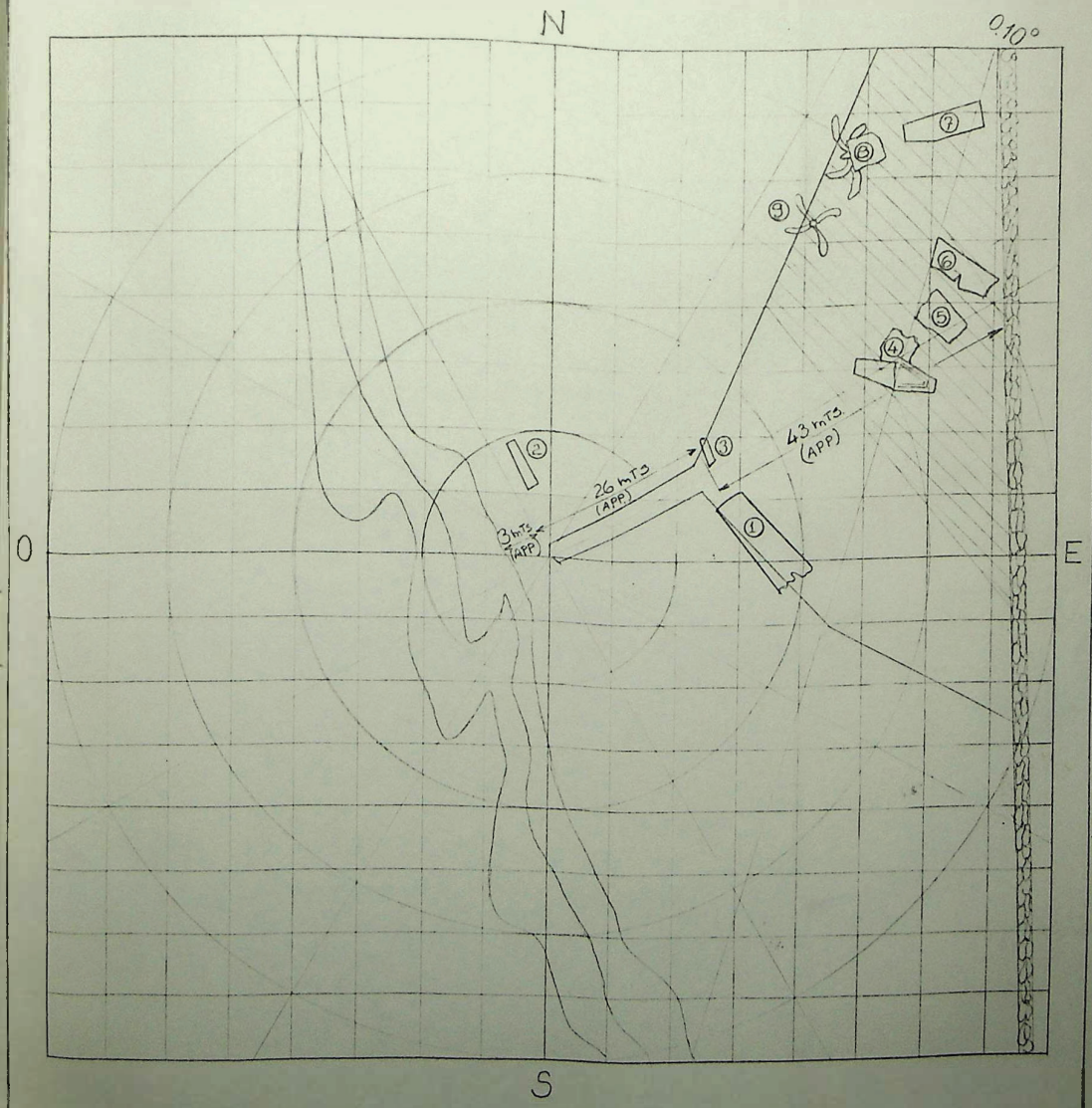

TWR
OCALIZADOR
DIRECCION DE APROXIMACION FINAL
TORRE ALTA TENSION
TRAYECTORIA APROXIMADA
QUE SIGUIÓ EL CC-CJE
500 MTS (APP)
CABLES ALTA TENSION
PTO. DE IMPACTO
TORRE ALTA TENSION

APENDICE "C"

CROQUIS

PUNTO DE IMPACTO

SECTOR AL NORTE DE A.D LA FLORIDA	AVION CC-CJE.		ESCALA: SIN ESCALA MEDIDAS APP DISTANCIAS EN MTS. EXACTAS.
FECHA. 9-12-82	LA SERENA		



1.- ALA IZQUIERDA
2.- ESTABILIZADOR
3.- ALERON (IZQ)
4.- EMPENAJE
5.- TROZO DE FUSELAJE
6.- TROZO DE FUSELAJE
7.- ALA DERECHA
8.- MOTOR DERECHO
9.- HELICE IZQUIERDA

ZONA DAÑADA POR EL FUEGO.

Fotografía Nº 1.-

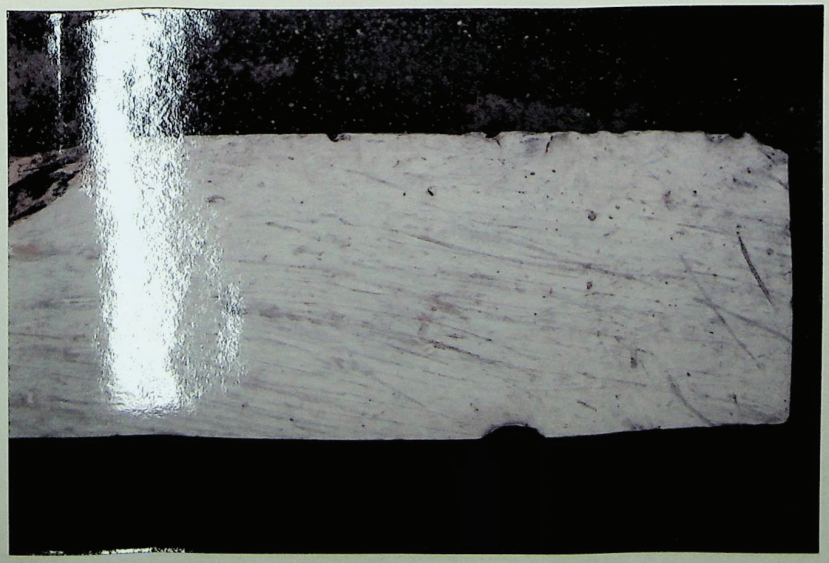
HELICE MOTOR DERECHO (2) - TURBINA PRODUCIA EMPUJE. HELICE DESARROLLABA TRACCION.

Fotografía Nº 2.-

IMPACTO DE PALA DE HELICE CONTRA SUPERFICIE DE TIERRA - TURBINA PRODUCIA EMPUJE. HELICE DESARROLLABA TRACCION (LA PALA SE ARRASTRO GIRANDO CONTRA LA SUPERFICIE DEL TERRENO).

HELICE MOTOR IZQUIERDO (Nº 1) GIRABA SOLO POR ACCION DEL VIENTO RELATIVO (" WINDMILLING ") ARRASTRANDO A LA TURBINA. QUE NO MANTENIA COMBUSTION

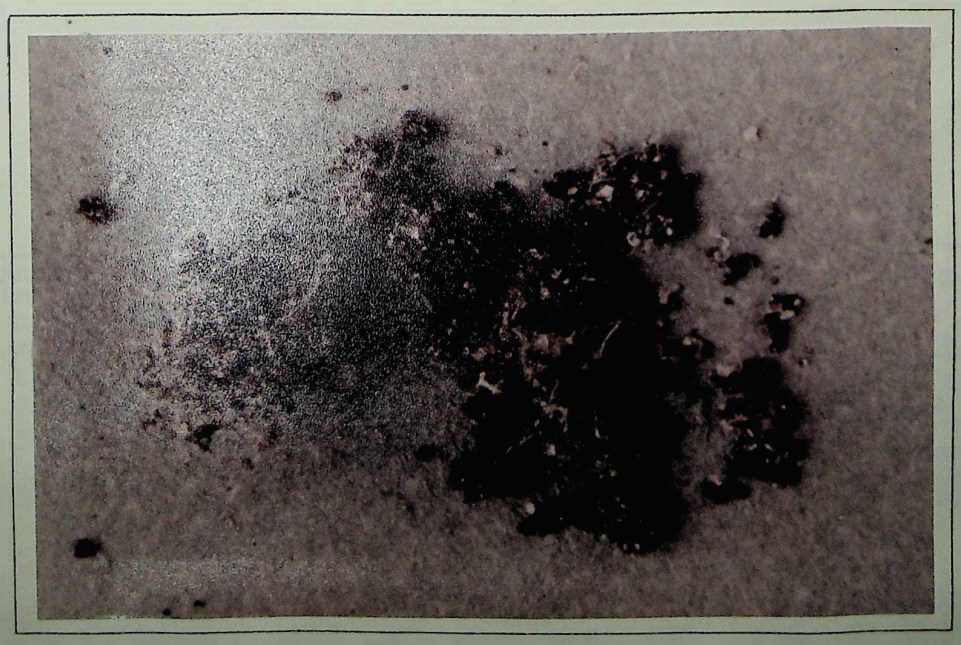
Fotografía Nº 3.- Hélice sin mayores daños en sus bordes de ataque.



Fotografía Nº 4.- Pala de hélice del motor Nº 1 marcada considerablemente al arrastrarse (sin giro) en el sentido en que el avión se desplazaba.

RESTOS DE ELEMENTOS VEGETALES ENCONTRADOS EN EL INTERIOR DEL MOTOR Nº 1. NO MUESTRAN GRADO ALGUNO DE CALCINACION (en las fotografías el tamaño de los elementos fue aumentado ocho veces). Los restos vegetales fueron succionados por acción del compresor centrífugo y turbina, que giraban (por arrastre de hélice) a mas de 2.000 r.p.m.

Fotografía Nº 1.- Resto vegetal encontrado en cámara de combustión.



Fotografía Nº 2.- Raicillas vegetales y tierra encontrados en la turbina.